

螺旋桨滑流的三维流场特性数值研究

周莉, 文崧棋, 王占学

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129)

摘 要: 对不同前进比下的螺旋桨滑流流场进行了三维数值模拟,并采用诱导系数来量化螺旋桨的滑流效应,结合涡流理论深入分析和研究了单独螺旋桨的滑流流场特性。结果表明:螺旋桨滑流具有加速效应和扭转效应,其分别可用轴向诱导系数和环向诱导系数来量化;滑流的加速效应沿径向呈先增后减的趋势,而扭转效应沿径向递减;滑流的加速效应和扭转效应均随前进比的增加而减弱。螺旋桨的涡系结构主要包括绕桨叶的附着涡、从桨尖和桨根逸出的自由涡、从桨叶尾缘逸出的自由涡系,以及固体壁面附面层处的涡结构。螺旋桨滑流区的流场可由轴向诱导系数、环向平均的环向诱导系数以及涡系结构共同描述。

关 键 词: 螺旋桨滑流; 加速效应; 扭转效应; 涡系结构; 诱导系数

中图分类号: V211.44

文献标志码: A

Numerical investigation on three-dimensional flow-field characteristics of propeller slipstream

ZHOU Li, WEN Songqi, WANG Zhanxue

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: The flow-field characteristics of propeller slipstream under different advance-diameter ratios were carried out by three-dimensional numerical simulation. The induced coefficient was used to quantify the slipstream effect; the slipstream characteristics were deeply explored on the basis of the vortex theory. Result showed that the accelerated effect of the slipstream increased firstly, and then decreased along the radial direction, while the twisted effect of the slipstream decreased along the radial direction; both the accelerated effect and the twisted effect decreased with the increment of the advance-diameter ratio; the flow-field of the propeller slipstream can be well described by the axial induced coefficient and circumferential induced coefficient with circumferentially averaged treatment as well as the vortex system structure.

Key words: propeller slipstream; accelerated effect; twisted effect; vortex system structure; induced coefficient

螺旋桨飞机经久不衰,而且在运输机领域仍有着不可替代的地位^[1]。然而螺旋桨滑流是一种非管道控制的流动,流场特性比较复杂^[2],对其扫

过的部件,尤其是机翼和尾翼,具有非常强的干扰影响^[3],从而影响飞机的整体性能。因此,关于螺旋桨滑流的研究仍然具有非常重要的意义。

收稿日期: 2016-10-18

基金项目: 国家自然科学基金(51236006, 51576163)

作者简介: 周莉(1978—),女,教授、博士生导师,博士,主要从事叶轮机械气动热力学研究。

引用格式: 周莉,文崧棋,王占学. 螺旋桨滑流的三维流场特性数值研究[J]. 航空动力学报,2018,33(4):832-840. ZHOU Li, WEN Songqi, WANG Zhanxue. Numerical investigation on three-dimensional flow-field characteristics of propeller slipstream [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 832-840.

国内外关于螺旋桨滑流的研究已有非常长的历史,在数值计算研究的初期出现了很多简化方法和简化模型。1984 年,McCormick 等^[4]采用升力线方法来模拟和设计螺旋桨。1985 年,Kobayakawa 等^[5]用涡格法来研究螺旋桨问题,研究结果表明马赫数在 0.6 以下时计算结果与实验结果吻合较好。Carlos 等^[6]结合叶素理论构建了等效盘模型,研究了单个同轴对转风扇的滑流流场,与非定常数值方法所得结果吻合较好。20 世纪末,Conway 等^[7-8]结合叶素理论建立了非线性等效盘模型,并取得较好的效果。同一时期,国内学者杨国伟、鄂秦等^[9-10]采用涡格法研究了螺旋桨滑流流场及其对全机气动特性的影响。2008 年,李博等^[11]建立了等效盘模型,并用其模拟了螺旋桨滑流对某四发涡桨飞机外流场的干扰。近年来,段中喆等^[12-13]对比研究了动力盘模型和定常三维实体数值模拟的计算结果,研究结果表明在滑流区下游,等效盘滑流流场与螺旋桨滑流流场结构基本一致。陈广强等^[14]、徐家宽等^[15]均采用了多重参考系(multiple reference frames, MRF)方法来计算螺旋桨问题,并且证明了其可靠性。

虽然国内研究螺旋桨滑流及其影响的研究结果众多,但主要偏重实际工程应用,对螺旋桨滑流复杂的流场特性仍缺乏深入细致的分析^[12,16]。本文结合动量理论、叶素理论和涡流理论,采用 MRF 方法对单独螺旋桨滑流流场进行三维数值模拟,并用诱导系数来量化螺旋桨的滑流效应,对其分布规律展开了详细的分析和研究。

1 计算方法及模型

对螺旋桨滑流流场的数值模拟采用商业软件 Fluent,求解三维定常可压缩 Navier-Stokes 方程,基于压力的隐式求解器,空间离散采用 2 阶迎风格式,湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型。国内外学者均已证明 MRF 方法在螺旋桨滑流研究中的可靠性,且本文仅关注单独螺旋桨的流动,不存在典型的动/静部件非定常干涉现象,因此,本文基于 MRF 方法对单独螺旋桨的滑流流动进行了定常模拟。

本文计算模型为某涡桨发动机上的六叶螺旋桨,为了减少计算工作量,基于螺旋桨各通道之间流动的周期性,选取单桨叶通道作为计算模型。计算工况为:来流速度为 170 m/s,螺旋桨转速为 889 r/min。如图 1 所示,前方远场取 5 倍螺旋桨半径,径向远场取 10 倍螺旋桨半径,均采用压力

远场边界条件;后方远场取 10 倍螺旋桨半径,采用压力出口边界条件。网格为全结构化网格。旋转部分网格量为 101 万,外场部分网格量为 87 万。近壁面第 1 层网格距固体壁面的距离最大为 0.1 mm。

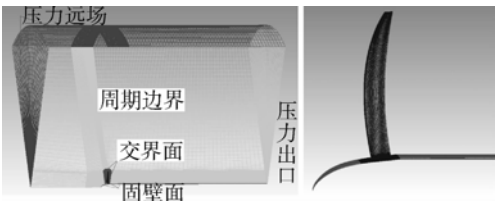


图 1 螺旋桨网格模型
Fig.1 Mesh model of propeller

为了验证本文计算方法的准确性,本文用文献^[17]中螺旋桨的实验数据及基于叶素动量(blade element momentum, BEM)理论的程序计算结果进行了算例验证,验证结果如图 2 所示,图中 C_p 、 λ 分别表示功率系数和前进比。由图可知,本文计算结果与实验数据及叶素动量理论计算结果均吻合较好。综合而言,采用本文的计算方法可实现对螺旋桨流场的模拟。

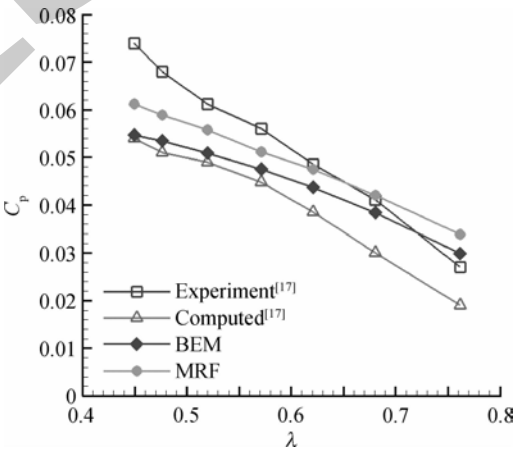


图 2 功率系数对比验证结果
Fig.2 Comparison and verification result of power coefficient

2 计算结果及分析

图 3 给出了不同前进比下螺旋桨的工作性能曲线图。前进比 λ 的定义为

$$\lambda = \frac{V_0}{n_s D} \tag{1}$$

设计工况下对应的前进比为 2.59,本文主要分析了设计工况下的流动特性。

由图 3 可知,拉力系数 C_t 和功率系数 C_p 均随前进比的增大而减小,而且在前进比为 3.0 处,拉力系数已降为负值。螺旋桨的效率 η 随前进比的增加,呈现出先增后减的趋势。根据文献[16]对螺旋桨工作状态的划分,可知该螺旋桨在前进比为 3.0 时处于制动工作状态,其他工况点下则均处于前进工作状态。

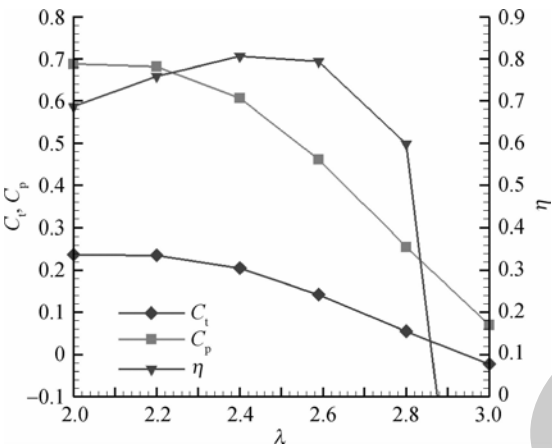


图 3 螺旋桨工作性能曲线

Fig. 3 Working performance curves of propeller

2.1 诱导系数分析

螺旋桨滑流效应主要体现在对于机身、机翼等流动的影响。但为了理清螺旋桨滑流的发展过程及流动机理,分离出螺旋桨与其下游部件之间的干涉效应,并对后续螺旋桨滑流效应对短舱及发动机进气道影响研究的机理性分析提供基础,本文主要关注单独螺旋桨滑流流场的流动特性,对螺旋桨滑流所产生的加速效应和扭转效应进行量化。为量化滑流的加速效应和扭转效应,本文按如下公式定义诱导系数:

$$\begin{cases} a = V_a/V_0 = (V_x - V_0)/V_0 \\ a' = V_\theta/\Omega r = \omega/\Omega \end{cases} \quad (2)$$

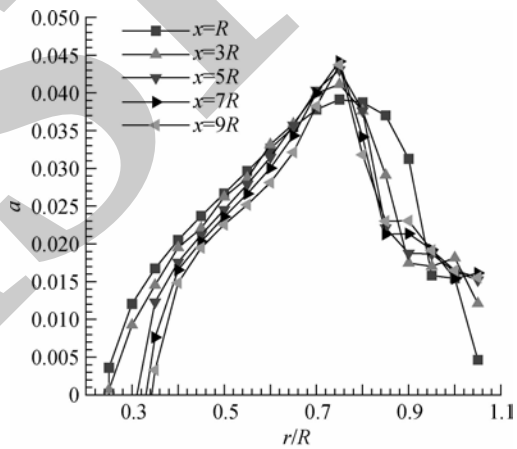
其中 a 和 a' 分别表示轴向和环向的诱导系数, V_a 和 V_θ 分别为轴向诱导速度和环向诱导速度, V_x 为气流的轴向速度, V_0 为远场来流速度, Ω 为螺旋桨转速。

图 4 给出了前进比为 2.59 时环向平均处理后的诱导系数分布图,其中 R 为螺旋桨半径,不同径向位置 r 使用螺旋桨半径 R 无量纲化。由图 4(a)可知,轴向诱导系数沿径向呈先增后减的趋势,峰值出现在 $0.75R$ 处。此外,轴向诱导系数随径向的变化曲线沿轴向也有明显变化,会随着轴向距离的增加而逐渐向中间移动。由诱导系

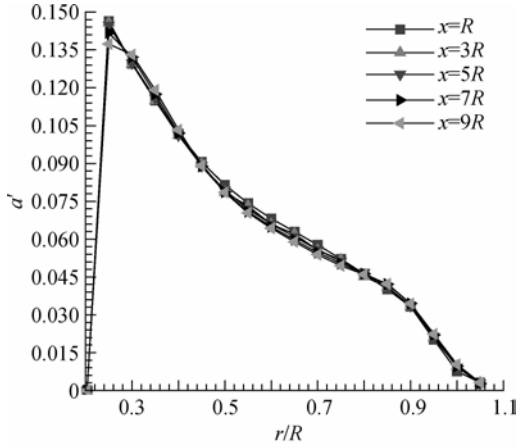
数的定义可知在轮毂固体壁面($r=0.2R$)处 $a=-1$,径向远场处 $a=0$,而从桨根到桨尖之间的区域由于螺旋桨做功,气流加速, $a>0$;因此轴向诱导系数沿径向先增后减,且在近壁面处梯度非常大。此外,由于轴向诱导系数存在轴向梯度,产生黏性耗散,从而导致轴向诱导系数从两侧开始减小,即图中曲线将逐渐向中间移动。这说明螺旋桨滑流的加速效应沿径向先增后减,而且加速效应的影响区将从两侧开始逐渐向中间减小。

由图 4(b)可知,由于壁面附面层的影响,近壁面处环向诱导系数的径向梯度非常大,而在其他位置环向诱导系数沿径向逐渐减小,可见除轮毂附面层外,螺旋桨滑流的扭转效应沿径向逐渐减弱。

图 5 为各前进比下 $0.75R$ 处环向平均处理后的诱导系数分布曲线图。



(a) 轴向诱导系数



(b) 环向诱导系数

图 4 前进比为 2.59 时各截面诱导系数沿径向分布曲线
Fig. 4 Radial distribution curves of induced coefficients in different cross section at the advance-diameter ratio of 2.59

由图 5(a)可知,在螺旋桨旋转平面(即 $x/R=0$)处,轴向诱导系数会出现较大的轴向梯度,且前进比越小梯度越大;在螺旋桨下游区域,0.75R 处的轴向诱导系数随前进比的增大而减小,且沿轴向有先增后减的趋势,前进比越大曲线峰值点越靠后。可见气流流经螺旋桨旋转平面时会因桨叶做功而加速,而且前进比越小对应的加速效应越明显,但其耗散也越快。

由图 5(b)可知,在螺旋桨旋转平面处,环向诱导系数同样具有较大的轴向梯度,且前进比越小梯度越大;在螺旋桨下游区域,0.75R 处的环向诱导系数和轴向诱导系数一样,随着前进比的增大而减小,但在轴向上无明显变化。这说明桨叶的旋转会带动附近气流绕旋转轴转动,从而引起扭转效应,而且前进比越小扭转效应越明显,但其沿轴向的耗散几乎可忽略。

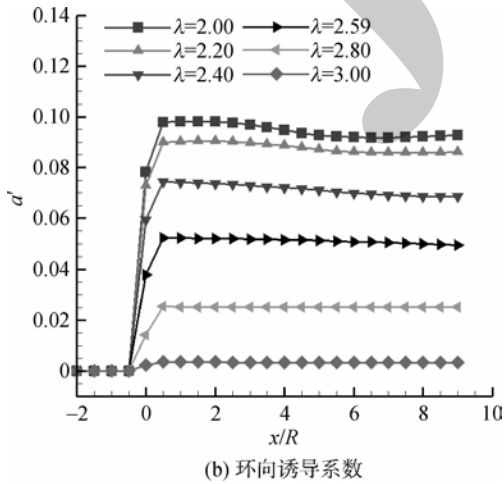
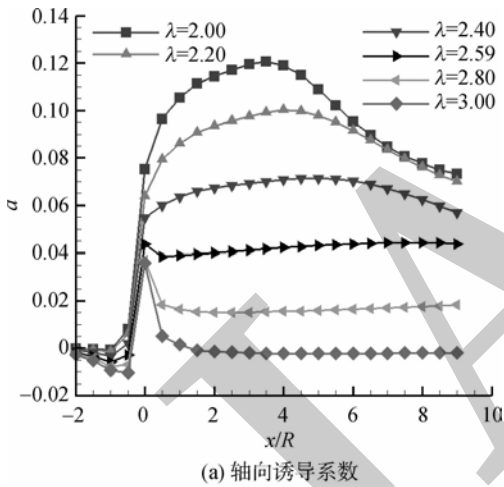


图 5 不同前进比下沿径向 0.75R 处诱导系数分布
Fig. 5 Distribution of induced coefficients in different advance-diameter ratios at the radial position of 0.75R

此外,前进比为 3.00 时(制动状态),由于桨叶做负功,流经桨叶旋转面的气流将减速,滑流区(旋转平面下游,即 $x/R>0$)的轴向诱导系数为负值;而动量理论则认为旋转平面处($x/R=0$)的诱导系数等于滑流区的一半。由图 4(a)可知,使用动量理论显然无法解释前进比为 3.00 时 $x/R=0$ 处轴向诱导系数为正的现象,而且在其他前进比下,旋转平面处诱导系数也并不等于滑流区的一半。可见动量理论无法解释轴向诱导系数在螺旋桨旋转平面处的分布。

2.2 涡结构分析

对于有限桨叶数的螺旋桨模型,其滑流流场在环向上并非均匀分布的,因此,本文借助涡流理论对螺旋桨滑流区流场进行深入分析。

图 6 是前进比为 2.59 时,在相对坐标系下螺旋桨的涡流结构图。由涡流理论可知,螺旋桨的涡结构主要包括绕桨叶的附着涡、从桨尖和桨根

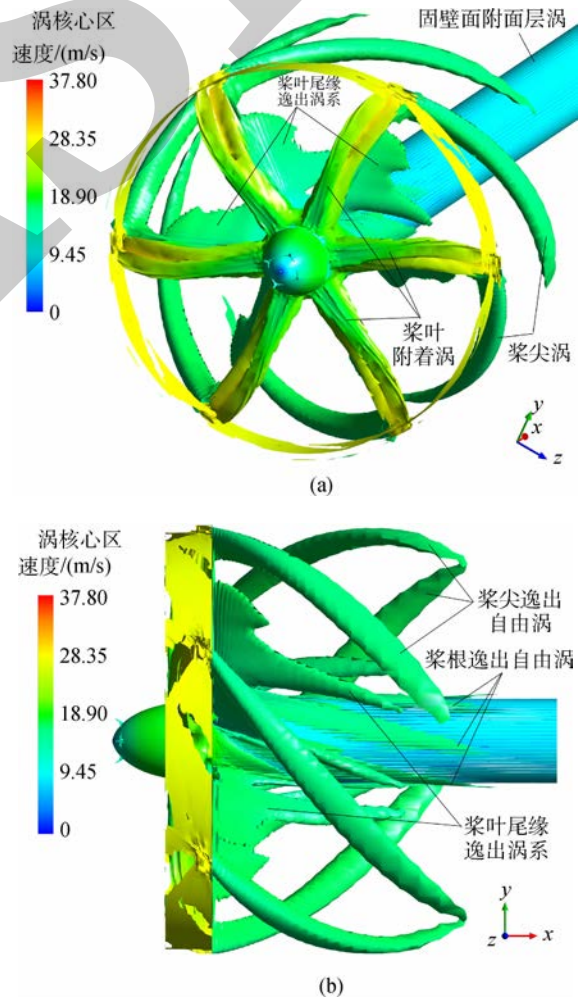


图 6 螺旋桨涡系结构图
Fig. 6 Vortex system structure of the propeller

逸出的自由涡以及从桨叶尾缘逸出的自由涡系。由图可知,除此之外,还存在固体壁面附面层处的涡结构。

为了进一步分析涡结构的成因,图 7 给出了前进比为 2.59 时不同桨径截面无量纲压力 (p/p_∞) 分布下相对速度和诱导速度流线图,其中相对速度流线如左图所示,诱导速度流线如右图所示。由式(1)的定义可知,诱导速度较相对速度在轴向上相差一个远场来流速度,环向上相差一个螺旋桨转速。因此,在同一径向截面上,这两种参考系下气流绕桨叶的速度环量是不变的,但诱导速度能更好地反映出速度的变化情况。

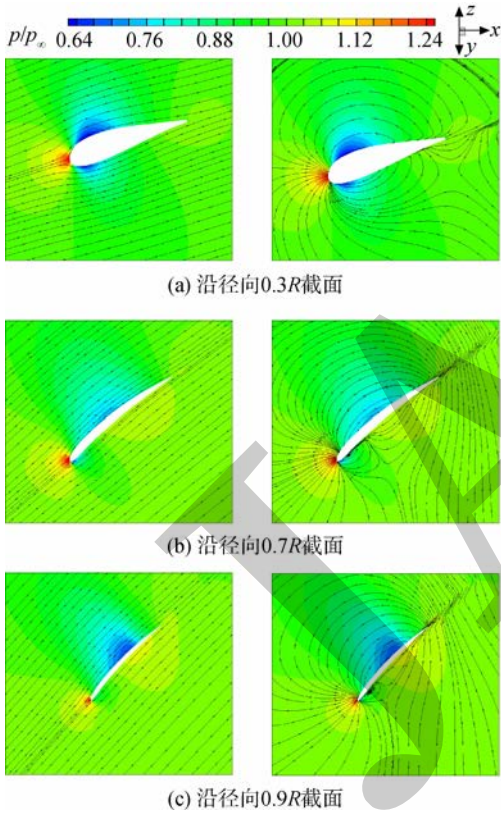


图 7 前进比为 2.59 时各桨径截面相对速度和诱导速度流线图

Fig.7 Comparison between the streamlines of relative velocity and induced velocity in different cross sections at the advance-diameter ratio of 2.59

由图 7 可知,各不同径向截面叶素的实际来流攻角均很小,但随着桨径的增加下型线内凹的幅度越来越明显,压力面后半段的高压区范围增大;而桨叶厚度沿径向减小,导致桨叶前缘的高压区范围沿径向逐渐减弱,所以,压力面诱导速度的回流现象越来越明显。此外,由于相对来流速度沿径向递增,绕桨叶的速度环量明显会沿径向递

增,与图 6 中附着涡沿径向越来越明显的现象相一致,因此,在桨叶尾缘会有自由涡系逸出,即桨叶尾缘逸出涡系。

桨尖处压力面后半段存在一个高压区而吸力面相应位置为一个低压区,因此会引起气流的翼梢上洗运动,如图 8 所示。绕桨叶的附着涡将从此处逸出,从而产生桨尖涡;由上洗运动的方向可知,桨尖涡的轴向分量为正。

图 9~图 12 给出了不同前进比下,螺旋桨下游各轴向截面绝对坐标系下的轴向涡量云图。其中,图 9~图 11 中各截面之间的间距均为 R ,图 12 中各截面的间距为 $0.1R$ 。

由图 9~图 11 可知,桨尖涡、桨根逸出自由涡以及桨叶尾缘逸出涡系均会沿轴向逐渐减弱,同时沿螺旋桨旋转方向扭转,而且扭转角随径向递减,与图 5 的现象一致;此外,前进比越大涡强度越弱,扭转角越小。

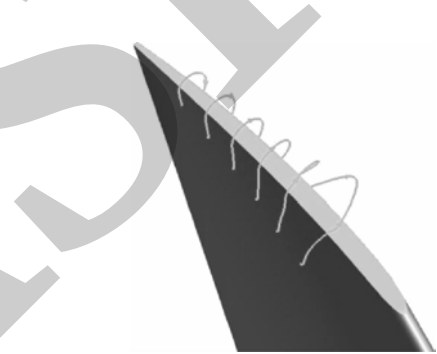


图 8 翼梢上洗运动示意图

Fig.8 Sketch of up-flow at the wing tip

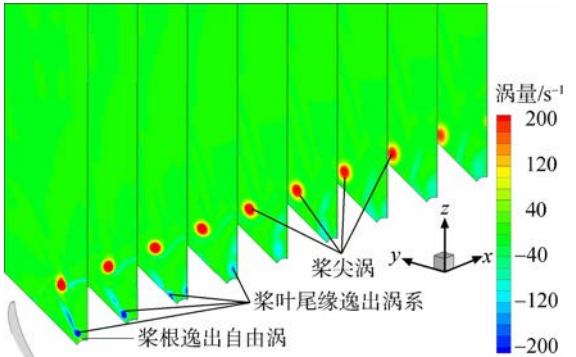


图 9 前进比为 2.00 时的轴向涡量云图

Fig.9 Contour of axial-vorticity at the advance-diameter ratio of 2.00

由图 12 可知,相对桨尖涡和桨叶尾缘逸出涡系而言,桨根逸出自由涡沿轴向衰减的速度要快得多,这是由于桨根逸出自由涡距离轮毂壁面附面层涡很近且两者方向相反造成的。

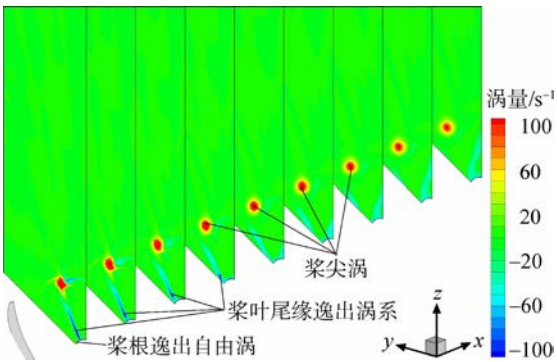


图 10 前进比为 2.59 时的轴向涡量云图
Fig. 10 Contour of axial-vorticity at the advance-diameter ratio of 2.59

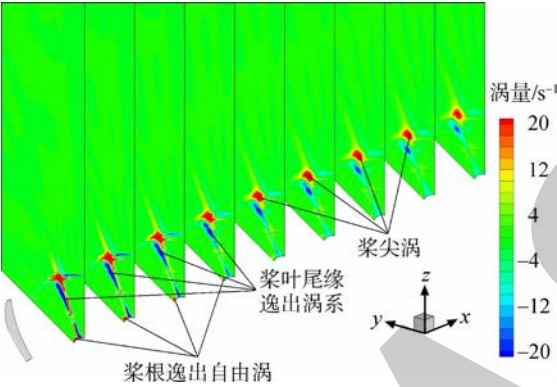


图 11 前进比为 3.00 时(制动状态)的轴向涡量云图
Fig. 11 Contour of axial-vorticity at the advance-diameter ratio of 3.00 (braking state)

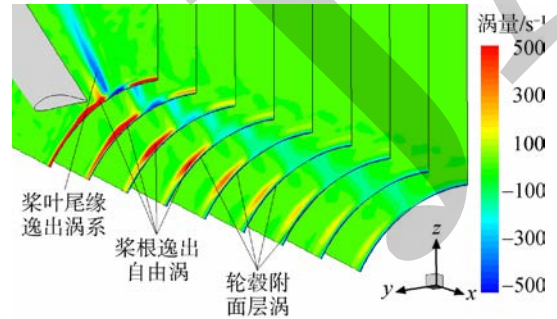


图 12 前进比为 2.59 时桨根处的轴向涡量云图
Fig. 12 Contour of axial-vorticity nearby the blade hub at the advance-diameter ratio of 2.59

结合图 7 可知,前进状态下,由于绕桨叶的速度环量沿径向单调递增,桨叶尾缘逸出涡系在轴向上的分量均为负值;但由图 11 可知,制动状态(前进比为 3.00 时)下的尾缘逸出涡系在轴向上的分量有正有负,明显其涡系结构更为复杂。为了进一步分析其原因,图 13 给出了前进比为 3.00 时 0.9R 处截面的流线图,其中相对速度流

线如图 13(a)所示,诱导速度流线如图 13(b)所示。由图 13 可知,相对来流攻角明显为负,压力面出现明显的气流分离,而且由气流分离引起的分离涡与桨叶附着涡的方向相反,两涡均从桨叶尾缘逸出,从而导致涡系结构变得更为复杂。此外,由诱导速度流线图可知,前进比为 3.00 时,桨叶附近的轴向诱导速度确实为正,与图 5(a)中桨叶旋转面处的现象一致。

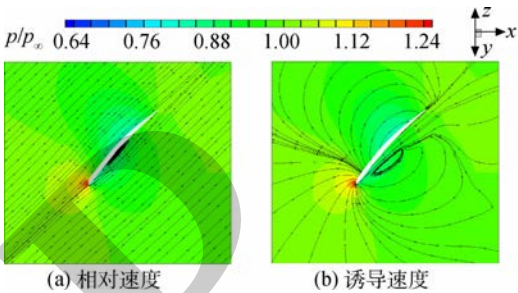


图 13 前进比为 3.0 时桨尖区相对速度和诱导速度
流线图

Fig. 13 Streamlines of relative velocity and induced velocity nearby the blade tip at the advance-diameter ratio of 3.0

2.3 压力分布规律

在绝对坐标系下,流管中气流旋转所需向心力全由压差力来提供,即

$$\frac{\partial p}{\partial r} = \rho \frac{V_\theta^2}{r} = \rho \Omega^2 r a'^2 \quad (3)$$

由于诱导系数本身是小量,压力梯度将很小。远场处 $\omega=0$,则 $a'=0$,由式(3)可得

$$p = p_0 - \rho \Omega^2 \int_r^\infty a'^2 r dr \quad (4)$$

所以滑流区的压力要略小于远场压力,且随半径 r 的增加而逐渐接近远场压力 p_0 。

图 14 为前进比为 2.59 时各截面处无量纲化

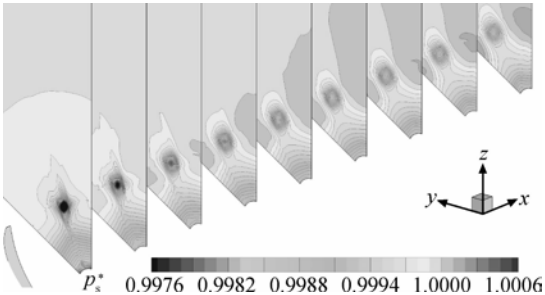


图 14 前进比为 2.59 时各截面无量纲化静压力分布云图
Fig. 14 Contour of non-dimensional static pressure in different cross sections at the advance-diameter ratio of 2.59

的静压力 p_s^* 云图,由图可知,除桨尖涡附近的低压区外,滑流区下游的压力沿径向逐渐增加,且其云图近似呈环状分布,可用式(4)来描述,此时轴向诱导系数对压力场的影响几乎可忽略。这说明除桨尖区外,滑流区的压力场分布特征可由环向平均处理后的环向诱导系数来表述。

表 1 给出了前进比为 2.59 时各截面桨尖影响区内轴向涡量最大值点和压力最小值点的坐标位置。其中 $\bar{x}=x/R, \bar{r}=r/R$ 均为无量纲数, $(\bar{x}, \bar{r}, \theta)$ 构成一个柱坐标, $\bar{r}_{\max, \omega_x}$ 和 $\theta_{\max, \omega_x}$ 为轴向涡量最大值处的径向坐标和周向坐标, $\bar{r}_{\min, p}$ 和 $\theta_{\min, p}$ 为压力最小值处的径向坐标和周向坐标。 D_r, D_θ 分别表示径向偏差和环向偏差。

由表 1 中数据可知,桨尖影响区内压力最小值点与轴向涡量最大值点的位置吻合得非常好。因而,可将轴向涡量最大值点当作桨尖涡中心进行研究,同时也说明该低压区主要是由桨尖涡的高速旋转引起的。

由以上分析可以看出,滑流区的压力场可由环向平均处理后的环向诱导系数和涡结构共同描述。

表 1 轴向涡量最大值点与压力最小值点的坐标
Table 1 Position of the maximum axial-vorticity point and the minimum pressure point

$\bar{x}$	$\bar{r}_{\max, \omega_x}$	$\theta_{\max, \omega_x} / (^{\circ})$	$\bar{r}_{\min, p}$	$\theta_{\min, p} / (^{\circ})$	$D_r / \%$	$D_\theta / \%$
1	0.974	25.89	0.968	25.87	0.627	0.077
2	0.972	27.27	0.967	27.28	0.549	0.029
3	0.970	28.62	0.966	28.64	0.405	0.067
4	0.961	29.95	0.962	29.95	0.025	0.012
5	0.959	31.87	0.959	32.64	0.041	0.082
6	0.959	33.85	0.962	33.85	0.335	0.011
7	0.960	35.07	0.960	35.07	0.009	0.001
8	0.964	36.31	0.964	36.31	0.034	0.006
9	0.968	37.58	0.961	37.58	0.654	0.001

2.4 性能参数与总压分布规律

由动量理论、动量矩定理以及拉力系数和功率系数的定义可得

$$\begin{cases} dC_t = \frac{dT}{\rho D^4 n_s^2} = \pi \lambda^2 a (1+a) \bar{r} d\bar{r} \\ dC_p = \frac{\Omega dM}{\rho D^5 n_s^3} = \pi^3 \lambda a' (1+a) \bar{r}^3 d\bar{r} \end{cases} \quad (5)$$

式中诱导系数 a, a' 均由旋转平面处进行环向平均, $\bar{r}=r/R$ 是无量纲化的桨叶半径。

本文利用动量理论,取 $x=R$ 截面处环向平均的诱导系数的一半代入式(5),可得到各桨叶微段的拉力系数和功率系数。图 15 给出了各桨叶微段的拉力系数占整个桨叶的百分比 P_{C_t} 和各桨叶微段功率系数占整个桨叶的百分比 P_{C_p} ,由图可知,该螺旋桨的主要做功段在 $0.6R \sim 0.9R$ 之间,其最大拉力系数和功率系数均出现在 $0.85R$ 处环面,分别占整个桨叶的 11.93% 和 10.91%。将各桨叶微段的拉力系数和功率系数叠加,可近似得到该螺旋桨的拉力系数为 0.1489,功率系数为 0.4473,较三维流场数值模拟结果的误差分别为 5.23% 和 3.22%。产生误差的主要原因是:相比桨根处,桨尖处的轴向诱导系数较大,而环向诱导系数较小,所以叠加所得的拉力系数偏大,而功率系数偏小。可见,取滑流区环向平均的诱导系数的一半代替旋转平面处环向平均的诱导系数,即可采用动量理论来获取螺旋桨的性能参数。

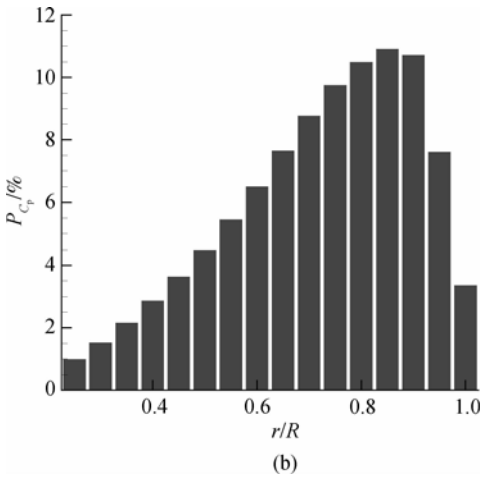
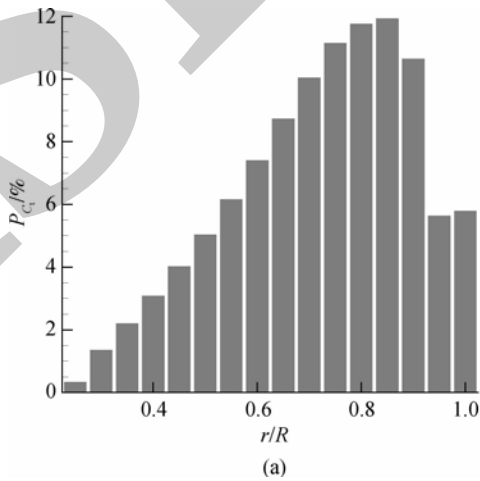


图 15 各桨叶微段拉力系数和功率系数所占百分比
Fig. 15 Percentage of thrust coefficient and the power coefficient in different micro-segments

由文献[18]可知,由桨叶引起的总压增量 H 与远场来流处的动压 q 存在如下关系:

$$\frac{H}{q} = \frac{4 \frac{dC_t}{dr}}{\pi \lambda^2 r} = 4a(1+a) \tag{6}$$

因为 a 是小量,所以

$$a \approx a(1+a) = \frac{p_t - p_{t,\infty}}{4q} \tag{7}$$

其中 p_t 是总压, $p_{t,\infty}$ 是远场来流处的总压。由于 $p_{t,\infty}$ 和 q 是常数,所以总压与轴向诱导系数近似呈线性关系。图 16 为各截面处无量纲化的总压 p_t^* 分布云图,由图可知,总压的峰值区也出现在 $0.6R \sim 0.9R$ 之间,与图 15 中的现象相吻合;总压的分布除了会因滑流效应而扭转外,还会随桨尖涡而卷动。滑流区的总压分布受滑流扭转效应和涡结构的影响。由式(7)可知,滑流的加速效应本身沿轴向的发展也会受扭转效应和涡结构的影响。结合前文涡结构和压力场的分析可知,忽略固壁面影响后,滑流区的流场均可由涡结构、轴向诱导系数及环向平均的环向诱导系数共同描述。

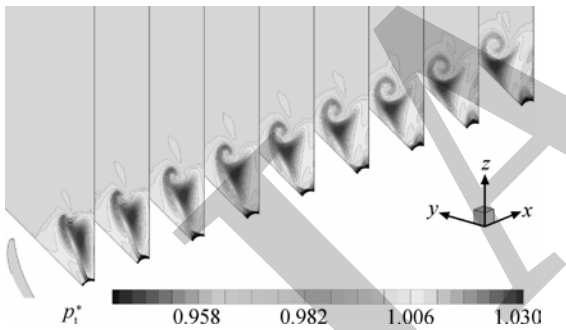


图 16 前进比为 2.59 时各截面无量纲化的总压分布云图
Fig. 16 Contour of non-dimensional total pressure in different cross sections at the advance-diameter ratio of 2.59

3 结 论

本文对不同前进比下的螺旋桨滑流流场进行了三维数值模拟,采用诱导系数对螺旋桨的滑流效应进行了量化,同时结合涡流理论深入分析和研究了单独螺旋桨的滑流流场特性。主要结论如下:

1) 螺旋桨滑流的加速效应沿径向呈先增后减的趋势,其影响区域由两侧开始向中间逐渐衰减;在轮毂附面层之外的区域,滑流的扭转效应沿径向逐渐衰减。

2) 螺旋桨加速效应随前进比减小而增大,但对应的黏性耗散也迅速增加。扭转效应随前进比

减小而增大,但其沿轴向的耗散几乎可忽略。

3) 螺旋桨的涡结构主要包括绕桨叶的附着涡、从桨尖和桨根逸出的自由涡、从桨叶尾缘逸出的自由涡以及固体壁面附面层处的涡结构。各涡均沿轴向向下游逐渐衰减,沿桨叶旋转方向扭转,而且随着前进比的增大,涡强度和扭转角均有所减小。

4) 螺旋桨滑流的加速效应和扭转效应可分别用轴向诱导系数和环向诱导系数量化,而诱导系数自身的不均匀程度可用涡结构来反映,滑流区的流场可由轴向诱导系数、环向平均的环向诱导系数及桨尖涡来共同描述。

参考文献:

[1] 中国航空信息中心. 世界飞机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.

[2] 赵学训. 螺旋桨滑流对飞机绕流影响的试验研究[J]. 气动实验与测量控制, 1995, 9(4): 48-52.
ZHAO Xuexun. Experiment research of the airflow which surrounds aircraft under the influence of propeller slipstream[J]. Aerodynamic Experiment and Measurement and Control, 1995, 9(4): 48-52. (in Chinese)

[3] 高法贤. 螺旋桨滑流与机翼气动干扰及飞机升力特性研究[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2000, 19(2): 1-3.
GAO Faxian. A study of aircraft life efficiency and the interference between propeller slipstream and airfoil aerodynamic force[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2000, 19(2): 1-3. (in Chinese)

[4] MCCORMICK B W, UNIV P S. The application of vortex theory to the optimum swept propeller[R]. AIAA 84-0036, 1984.

[5] KOBAYAKAWA M, ONUMA H. Propeller aerodynamic performance by vortex-lattice method[J]. Journal of Aircraft, 1985, 22(8): 649-654.

[6] CARLOS O M, STUERMER A. Validation of actuator disk simulations of CROR propulsion systems at low-speed flight conditions[R]. AIAA-2012-2787, 2012.

[7] CONWAY J T. Analytical solutions for the actuator disk with variable radial distribution of load[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1995, 297(1): 327-355.

[8] CONWAY J T. Exact actuator disk solutions for nonuniform heavy loading and slipstream contraction[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1998, 365(3): 235-267.

[9] 杨国伟, 何植岱. 计及尾涡收缩的螺旋桨滑流计算[J]. 空气动力学报, 1995, 13(1): 83-86.
YANG Guowei, HE Zhidai. Flow-field calculation of propeller slipstream about vortex contraction[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1995, 13(1): 83-86. (in Chinese)

[10] 鄂泰, 杨国伟, 李凤蔚, 等. 螺旋桨滑流对飞机气动特性影响的数值分析[J]. 西北工业大学学报, 1997, 15(4): 511-516.

E Qin, YANG Guowei, LI Fengwei, et al. On coupling effect of two vortex systems of chinese aircraft with turbo-propellers[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 1997, 15(4): 511-516. (in Chinese)

[11] 李博, 梁德旺, 黄国平. 基于等效盘模型的滑流对涡桨飞机气动性能的影响[J]. 航空学报, 2008, 29(4): 845-852.

LI Bo, LIANG Dewang, HUANG Guoping. Propeller slipstream effects on aerodynamic performance of turbo-prop airplane based on equivalent actuator disk model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 845-852. (in Chinese)

[12] 段中喆, 刘沛清, 屈秋林. 某轻载螺旋桨滑流区三维流场特性数值研究[J]. 控制工程, 2012, 19(5): 836-840.

DUAN Zhongzhe, LIU Peiqing, QU Qiulin. Numerical research on 3-D flow field characteristics within the slipstream of a low loaded propeller[J]. Control Engineering of China, 2012, 19(5): 836-840. (in Chinese)

[13] 段中喆, 刘沛清, 屈秋林, 等. 修正的动力盘模型与三维模拟螺旋桨滑流比较[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(5): 585-589.

DUAN Zhongzhe, LIU Peiqing, QU Qiulin, et al. Slipstream characters comparison of improved actuator disk model and 3D propeller numerical simulation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(5): 585-589. (in Chinese)

[14] 陈广强, 白鹏, 詹慧玲, 等. 高空长航时无人机螺旋桨滑流效应影响研究[J]. 飞机设计, 2014, 34(4): 1-9.

CHEN Guangqiang, BAI Peng, ZHAN Huiling, et al. Numerical simulation study on propeller slipstream effect on high altitude long endurance unmanned air vehicle[J]. Aircraft Design, 2014, 34(4): 1-9. (in Chinese)

[15] 徐家宽, 白俊强, 黄江涛, 等. 考虑螺旋桨滑流影响的机翼气动优化设计[J]. 航空学报, 2014, 35(11): 2910-2920.

XU Jiakuan, BAI Junqiang, HUANG Jiangtao, et al. Aerodynamic optimization design of wing under the interaction of propeller slipstream[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(11): 2910-2920. (in Chinese)

[16] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.

[17] 赵忠. 螺旋桨特性风洞实验技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.

ZHAO Zhong. Experimental investigation on the propeller performance based on the wind tunnel technique [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)

[18] STICKLE G W, CRIGLER J L. Propeller analysis from experimental data[R]. NACA-1941-0712, 1941.

(编辑: 王碧珺)